

На правах рукописи



Бобков Владимир Георгиевич

**Численное моделирование
обтекания винта вертолета
и определение аэроакустических характеристик**

05.13.18 – математическое моделирование,
численные методы и комплексы программ

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2018

Работа выполнена в Федеральном государственном учреждении «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук»

Научный руководитель: **Козубская Татьяна Константиновна**
доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник

Научный консультант: **Аникин Виктор Андреевич**
доктор технических наук, главный конструктор АО «Камов»

Официальные оппоненты: **Кусюмов Александр Николаевич**
доктор физико-математических наук, доцент ФГБОУ ВО «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева - КАИ», профессор кафедры «Аэрогидродинамика»

Ивчин Валерий Андреевич
кандидат технических наук, АО «Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля», заместитель главного конструктора по аэродинамике и динамике вертолета

Ведущая организация: ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Защита состоится «11» октября 2018 г. в «14» час. «00» мин. на заседании диссертационного совета Д002.024.03 при ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, расположенном по адресу: 125047, Москва, Миусская пл., д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке *Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН* и на сайте www.keldysh.ru.

Автореферат разослан «___» _____ 2018 г.

Отзывы и замечания по автореферату в двух экземплярах, заверенные печатью, просьба высылать по вышеуказанному адресу на имя ученого секретаря диссертационного совета.

Ученый секретарь диссертационного совета Д002.024.03,
кандидат физико-математических наук



Корнилина М.А.

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования

Необходимость улучшения характеристик летательных аппаратов (ЛА), в том числе и вертолетов, постоянно возрастает. Это вызвано рядом причин, главные из которых — стремление производителей повышать экономичность и надежность ЛА. Основными, частично противоречащими друг другу направлениями развития современной вертолетной техники, являются улучшение аэродинамики ЛА и уменьшение акустического шума, производимого им. Улучшение аэродинамических характеристик позволяет повысить скорость и дальность полета ЛА, снизить потребление топлива, а также повысить его устойчивость и управляемость. Улучшение акустических характеристик позволяет уменьшить уровень акустического шума как внутри салона вертолета, так и снаружи, что особенно актуально ввиду все более ужесточающихся экологических норм по шуму на местности, принимаемых Международным комитетом гражданской авиации (ICAO - International Civil Aviation Organization).

Для вертолета улучшение его аэродинамических и акустических характеристик связано, главным образом, с определением оптимальных параметров винта вертолета. Производители вертолетов во всем мире работают над новыми перспективными модификациями винта вертолета с целью улучшения его эксплуатационных и экологических характеристик. Применение современных методик формирования лопастей и применение композитных материалов позволяют использовать различные подходы к улучшению характеристик винта таких, как оптимизация формы лопастей винта в плане — создание специальных наборов аэродинамических профилей со сложной круткой, применение законцовок сложных форм, закрылков и других конструктивных улучшений.

В процессе разработки оптимальной конфигурации винта современного перспективного вертолета, в результате многочисленных экспериментов и исследований, лопасти винта приобретают достаточно сложные геометрические формы.

Несмотря на развитие методов проектирования и изготовления лопастей, позволяющих существенно ускорить процесс изготовления новых винтов различных форм, оптимизация формы винта, построенная на натуральных экспериментах, представляет собой довольно долгий и дорогостоящий процесс. Более того, натурные эксперименты зачастую имеют узкие рамки применимости как по размеру исследуемых винтов, так и по диапазону эксплуатационных режи-

мов винта, ограниченных размерами рабочей зоны аэродинамических труб и воспроизводимых в них характеристиками потока. То есть существуют конфигурации и условия, которые можно воспроизвести только в летных испытаниях, но их проведение практически невозможно на этапе проектирования ЛА. Наряду с экспериментальными методами существуют и применяются инженерные методы определения характеристик несущего винта вертолета на основе полупирических методик и аналитические методы на основе импульсной, вихревой и дисковой вихревой теорий. Такие подходы не требуют высоких вычислительных затрат, однако они не обеспечивают нужной точности для сложных геометрических конфигураций и скоростей современных винтов вертолетов. Вот почему в вертолетостроении, как и в других отраслях, занимающихся конструированием и производством ЛА, все большее значение приобретает вычислительный эксперимент на основе полного газодинамического описания течения, формируемого вблизи лопасти.

Возрастающая актуальность численного моделирования гидродинамических течений в разработке ЛА обеспечивается как развитием математических моделей, позволяющих точно описывать течение вблизи элементов конструкции и распространение возмущений в пространстве около ЛА, так и растущими вычислительными ресурсами современных суперкомпьютеров, что дает возможность проводить вычислительные эксперименты с очень высоким пространственно-временным разрешением. Еще одной привлекательной особенностью вычислительного эксперимента, в отличие от натурного, является возможность детального изучения характера и особенностей газодинамического течения во всех точках охватываемой расчетом области.

Таким образом, численное моделирование гидродинамических течений обладает рядом преимуществ по сравнению с существующими методами определения характеристик винта. Среди них выделим следующие:

- относительно малое время получения результата, ограниченное только мощностью вычислительной техники, задействованной в расчете;
- возможность получения результата с повышенной точностью, при корректном выборе моделей и численных алгоритмов;
- возможность оценки характеристик винта для произвольных режимов эксплуатации винта;
- возможность численного моделирования полноразмерной конфигурации винта при реальных режимах эксплуатации;

- возможность детального описания течения около винта, позволяющее проводить измерения в произвольных областях рядом с винтом и на поверхности лопастей.

Таким образом, синтез методов моделирования турбулентного течения около винта вертолета и оценки производимого им акустического излучения в дальнем поле вместе с огромными вычислительными мощностями современных суперкомпьютеров в руках разработчиков и конструкторов становится мощным инструментом, дополняющим и расширяющим возможности натурального эксперимента.

Степень разработанности темы исследования

Развитие теорий и методов для определения характеристик винта вертолета имеет достаточно длинную историю.

Изначально для определения характеристик винта вертолета применялись методы на основе импульсной теории винта, которая была создана учениками Н.Е. Жуковского – Б.Н. Юрьевым и Г.Х. Сабининым и нашла дальнейшее развитие в работах Г. Глауэрта, И.П. Братухина, М.Л. Миля, Э.А. Петросяна и других авторов.

Впоследствии в работах В.Э. Баскина, Е.С. Вождаева, В.И. Шайдакова, Г.И. Майкапара, Л.С. Вильдгрубе, Ван Ши-Цуна и В.А. Аникина были разработаны более сложные модели на основе вихревой теории, тем или иным образом учитывающие сложную вихревую структуру и неравномерность поля индуктивных скоростей в следе за винтом.

Наравне с дисковыми вихревыми теориями развивался класс моделей на основе лопастных вихревых теорий. Развитие лопастной вихревой теории отражено в работах Г.И. Майкапара, Е.С. Вождаева и М.Н. Тищенко.

В работах Landgrebe A.J., Chenly M.C., Kocurec Y.D., Tangler Y.L. и В.Э. Баскина были предложены нелинейные модели, базирующиеся на эмпирических зависимостях, для определения положения концевой вихря, которые получили дальнейшее развитие в работах Ю.М. Игнаткина, П.В. Макеева и А.И. Шомова.

В работах С.М. Белоцерковского, Б.Е. Локтева и М.И. Ништа была предложена методика на основе нелинейной теории винта в нестационарной постановке на базе тонкой несущей поверхности, позволяющая моделировать обтекание лопасти сложной формы в плане.

Методика определения нелинейных аэродинамических характеристик в нестационарной постановке на базе тонкой несущей поверхности получила

развитие в работах Б.С. Крицкого, В.А. Аникина и М.А. Головкина, в которых метод был обобщен на случаи совместной работы произвольной комбинации вертолетных винтов, махового движения лопастей, обтекания преобразуемого летательного аппарата с поворотными несущими-тянущими винтами, движения летательного аппарата в следе от вертолета и др.

Возможности по моделированию аэродинамики винтов, которые открылись с появлением нелинейной нестационарной вихревой теории винта на базе тонкой несущей поверхности, позволили приступить к исследованию аэроакустических характеристик винтов в дальнем поле.

Наиболее популярная математическая модель аэроакустики винта основана на модификационном подходе М. Лоусона и Ф. Фарассата, использующем уравнение Фокса Уилльямса – Хокинга.

Методы расчета аэродинамических характеристик, основанные на рассмотренных выше вихревых теориях, в свою очередь, имеют преимущество по сравнению с сеточными в быстродействии и отличаются существенно меньшей ресурсоемкостью. Принципиальными преимуществами по сравнению с вихревыми методами в моделировании шумоизлучения несущего винта обладают сеточные методы, особенно основанные на полном газодинамическом описании на базе уравнений Навье – Стокса.

В настоящее время имеется множество алгоритмов реализации сеточных методов в применении к определению аэродинамических и акустических характеристик вертолета. В качестве математических моделей при этом могут использоваться: модель на основе уравнений Эйлера для описания невязкого течения; модель на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса (Reynolds Averaged Navier-Stokes, RANS) для сжимаемого газа с различными замыкающими моделями турбулентности; вихреразрешающие модели включающие помимо уравнений Навье – Стокса (прямое численное моделирование) метод моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation, LES) и гибридные RANS-LES модели (в частности, модели отсоединенных вихрей (Detached Eddy Simulation, DES) и их модификации).

Выбор модели существенным образом зависит как от режима обтекания и требований к качеству получаемых характеристик, так и от доступных временных и вычислительных ресурсов. Современный опыт вычислительных экспериментов, проведенных, например, в работах группы под руководством М.Х. Стрельца, показывает, что на данный момент оптимальным выбором для решения задач внешней аэродинамики, связанным с моделированием без-

отрывных течений и течений с ограниченными отрывными зонами, является использование RANS подхода с моделью турбулентности Спаларта – Аллмараса (SA) и моделью турбулентности Ментера (SST). Также в работах этой группы показано, что для моделирования течений с наличием существенных отрывных областей и нестационарным взаимодействием крупно- и мелкомасштабных вихревых структур наилучших результатов за разумное время позволяет достичь использование гибридного вихререшающего подхода DES.

Среди работ, использующих модель Эйлера, можно упомянуть разработанную В.Ф. Копьевым, В.А. Титаревым и И.В. Беляевым методологию расчета шума винта, в которой течение около винта моделировалось с использованием TVD-схем, а расчет акустического шума в дальнем поле производился с методикой Фокса Уилльямса – Хокингса.

В области турбомашин разработаны свои специфические методы определения аэроакустических характеристик лопастных машин. С ними можно ознакомиться в работах специалистов двигателестроительных фирм и институтов «Сатурн», «Салют», «Авиадвигатель», ЦИАМ.

В общем случае моделирование работы несущего винта сеточными методами является исключительно сложной задачей, требующей оптимальных алгоритмов и больших вычислительных ресурсов на суперкомпьютерах.

К настоящему времени наибольших успехов в моделировании обтекания несущего винта в общем случае движения, определения его аэродинамических и акустических характеристик достигли исследователи Национального центра аэрокосмических исследований Франции (ONERA), Германского аэрокосмического центра (DLR) и CFD-лаборатории университета Глазго под руководством профессора Дж. Баракоса, а также группой специалистов из Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева (КНИТУ-КАИ) под руководством профессора Кусюмова А.Н.

В целом, следует отметить, что ведущие вертолетостроительные фирмы и национальные исследовательские центры в исследованиях аэродинамических и акустических характеристик вертолета и его основного элемента – несущего винта, ориентируются на собственные программные комплексы, предоставляя коммерческим пакетам вспомогательную роль. Сложность моделирования обтекания вертолета и его акустического излучения требует развития экономных численных методов повышенной точности при обеспечении высокой эффективности распаралеливания для проведения расчетов на суперкомпьютерах. При

этом актуальной становится задача разработки эффективных алгоритмов для параллельных вычислений.

Цели и задачи диссертационной работы

Основной целью диссертационной работы является разработка вычислительной методики для промышленно-ориентированного моделирования течения около винта вертолета, позволяющей определять аэродинамические и акустические характеристики винта при различных режимах полета.

Целями диссертационной работы являются:

- 1) разработка эффективной промышленно-ориентированной методики определения аэродинамических и акустических характеристик вертолета на основе численного моделирования течения вокруг винта;
- 2) реализация разработанной методики в виде программного комплекса для проведения суперкомпьютерных расчетов с высокой эффективностью;
- 3) демонстрация эффективности разработанной методики на примере расчетов аэродинамических и акустических характеристик винтов вертолета различной конфигурации.

Для достижения поставленных целей решаются следующие задачи:

- 1) разработать методику моделирования течения около вращающегося винта вертолета на основе многомодельного подхода, позволяющего выбирать оптимальные с точки зрения вычислительной стоимости модели в зависимости от режима полета и целей исследования;
- 2) разработать эффективные алгоритмы расчета аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета на основе распределенных данных о газодинамических параметрах течения в ближнем и дальнем полях, полученных путем численного моделирования;
- 3) разработать численный алгоритм повышенной точности для моделирования течения около винта вертолета и создаваемого им акустического излучения в дальнем поле, работающий на неструктурированных гибридных сетках;
- 4) реализовать разработанные модели и методы в проблемно-ориентированном комплексе параллельных программ, предназначенном для определения аэродинамических и акустических характеристик вертолета на основе суперкомпьютерного моделирования течения около винта на сетках большой размерности (вплоть до миллиарда узлов);

- 5) провести серию валидационных и промышленно-ориентированных расчетов по определению аэродинамических и акустических характеристик вертолетных винтов различной конфигурации.

Объект исследования

Объектом исследования является несущий винт вертолета.

Предмет исследования

Предметом исследования являются интегральные и распределенные аэродинамические характеристики (сила тяги, крутящие моменты, распределение давления на лопастях) и акустические свойства винта вертолета (диаграммы направленности звукового давления, акустические спектры).

Научная новизна

1. Разработана многомодельная методика проведения промышленно-ориентированных расчетов по оценке аэродинамических и акустических характеристик несущего винта вертолета. Методика использует полное газодинамическое описание на основе уравнений Навье – Стокса, записанных во вращающейся системе координат. Она применима к винтам с лопастями произвольной формы в плане, с нелинейной круткой, произвольной законцовкой и величиной общего шага. При этом предложенная методика позволяет произвести оптимальный выбор математической модели в зависимости от режима эксплуатации винта и требований по составу и точности определяемых характеристик.
2. Разработан оригинальный метод расчета акустических характеристик винта вертолета с использованием интегрального метода Фокса Уилльямса – Хокинга (FWH - Ffowcs Williams – Hawkins). Особенность разработанной методики заключается в том, что параметризация контрольной поверхности и последующее интегрирование по ней проводится в инерциальной, связанной с фюзеляжем вертолета, системе координат, в то время как само моделирование течения происходит в неинерциальной, связанной с вращающимся винтом, системе координат.
3. Создан проблемно-ориентированный программный комплекс для расчета аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета при различных режимах эксплуатации винта.

Теоретическая и практическая значимость

В результате проведенного исследования разработан и реализован ряд алгоритмов, позволяющих получить с необходимой точностью оценку аэродина-

мических и акустических характеристик несущих винтов вертолета различных схем и конфигураций при помощи вычислительного эксперимента.

Методика, составляющие ее алгоритмы и реализующие их программные модели, описанные в диссертации, могут быть использованы для разработки отечественных программных комплексов, предназначенных для проведения численных экспериментов на суперкомпьютерах с целью получения аэродинамических и акустических характеристик несущих винтов вертолета различных конфигураций в широком диапазоне режимов эксплуатации. Методика обеспечивает выбор оптимальной модели расчета в зависимости от режима эксплуатации винта и цели исследования.

Материалы диссертационной работы использовались при выполнении следующих научных работ: научно-исследовательская работа (НИР) «Исследование аэродинамических и акустических характеристик винта в кольце» (заказчик – ОАО «Камов», 2013 г.), прикладное научное исследование (ПНИ) «Разработка программного обеспечения для моделирования аэродинамических и аэроакустических характеристик винта вертолета на суперкомпьютерах» в рамках ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технического комплекса России на 2014-2020 годы» (индустриальный партнер – ОАО «Камов», 2014 – 2017 гг.), НИР «Численное исследование аэродинамических и акустических характеристик изолированного модельного несущего винта вертолета» (заказчик – ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, 2017 г.).

Разработанные в ходе работы проблемно-ориентированный программный комплекс *NOISEtte.Rotor* для расчета аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета и программа *NOISEtte.forces* для расчета аэродинамических сил и моментов, действующих на обтекаемое тело внедрены в практическую деятельность АО «Камов».

Методология и методы исследования

В работе применялась традиционная методология вычислительного эксперимента. Реализован численный метод решения системы уравнений Навье – Стокса для сжимаемого газа на основе конечно-объемных схем повышенного порядка точности на гибридных неструктурированных сетках с использованием ряда подходов, позволяющих моделировать течение около вращающихся твердых тел. Успешная верификация и валидация реализованных методов и их апробация на ряде задач подтвердила применимость разработанной методики для проведения достоверных вычислительных экспериментов по оценке аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся основные результаты диссертационной работы, заключающиеся в следующем:

1. Разработана методика промышленно-ориентированного моделирования обтекания винта вертолета на основе системы уравнений Навье – Стокса в неинерциальной системе координат. В рамках методики предложена карта моделей, позволяющая сделать выбор оптимального с точки зрения ресурсоемкости подхода в зависимости от режима полета вертолета и целей исследования.
2. Разработан оригинальный численный алгоритм расчета акустических характеристик винта вертолета на основе интегрального метода Фокса Уилльямса – Хокинга для оценки шума в дальнем поле. Использование разных систем координат (вращающейся неинерциальной системы для моделирования течения около винта и системы, связанной с фюзеляжем, для определения контрольной поверхности) позволяет избежать особенностей в пространственно-временном интеграле.
3. Создан проблемно-ориентированный комплекс программ **NOISEtte.Rotor** для расчета аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета. Программный комплекс передан для использования в АО «Камов».
4. С помощью разработанной методики численного моделирования определены аэродинамические и акустические характеристики винтов трех промышленных конфигураций: компоновки «винт в кольце» АО «Камов», модельного несущего винта АО «Камов» и модельного несущего винта КНИТУ-КАИ.

Степень достоверности и апробация результатов

Достоверность изложенных в работе результатов обеспечивается использованием современных апробированных подходов к моделированию физических процессов, проверкой всех предложенных численных методик на тестовых задачах с известными точными решениями, а также сравнением с натурными экспериментами.

Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях: Третья открытая всероссийская конференция по аэроакустике, г. Звенигород, 2013 г.; 3rd International workshop "Computational Experiment in Aeroacoustics", Svetlogorsk, Russia, 2014; XXV

Научно-техническая конференция по аэродинамике, п. Володарского, 2014 г.; Международный авиационно-космический научно-гуманитарный семинар имени С.М. Белоцерковского, г. Москва, 2014 г.; Japan-Russian Workshop "Supercomputer Modeling, Instability and Turbulence in Fluid Dynamics", March 4-6, Moscow, 2015 г.; Шестой Московский суперкомпьютерный форум МСКФ-2015, 2015 г.; II Международный технологический форум «Инновации. Технологии. Производство» г. Рыбинск. 2015 г.; Четвертая открытая всероссийская конференция по аэроакустике, г. Звенигород, 2015 г.; Национальная ежегодная выставка-форум ВУЗПРОМЭКСПО-2015, г. Москва, 2015 г.; International Workshop "Computational Experiment in Aeroacoustics", Svetlogorsk, Russia, 2014; 42nd European Rotocraft Forum, Lille, France, 2016; Научно-техническая конференция по аэродинамике, п. Володарского, 2016 г.; III Всероссийская научно-практическая конференция "Исследования и разработки - 2016", г. Москва, 2016 г.; XVI Международная конференция "Супервычисления и математическое моделирование", г. Саров, 2016 г. Пятая открытая всероссийская (XVII научно-техническая) конференция по аэроакустике, г. Звенигород, 2017 г.; XXIX научно-техническая конференция по аэродинамике, парк-отель Орловский, 2018 г.

Публикации

Материалы диссертации опубликованы в 24 печатных работах: 7 публикаций в рецензируемых журналах, входящих в список изданий рекомендованных ВАК [1–7] (из них 5 публикаций, входящих в системы цитирования Web of Science(WoS) и Scopus [1–5]), 2 статьи в сборниках трудов конференций и 15 тезисов докладов.

Разработанные проблемно-ориентированный программный комплекс и его основные модули зарегистрированы в федеральной службе по интеллектуальной собственности Российской Федерации. Получено 3 свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ [8–10].

Личный вклад автора

Содержание диссертации и основные положения, выносимые на защиту, отражают персональный вклад автора в проведенное исследование. Разработка и реализация методик промышленно-ориентированного моделирования обтекания винта вертолета, а также расчеты и обработка результатов представленные в работе проведены лично автором. Оригинальный численный алгоритм расчета акустических характеристик винта вертолета на основе интегрального метода Фокса Уилльямса – Хокинга разработан с участием Бахвалова П.А.

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из введения, 4 глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка литературы, списка иллюстративного материала, списка таблиц и трех приложений. Общий объем диссертации 176 страниц, включая 59 рисунков и 13 таблиц. Библиография включает 112 наименований на 15 страницах.

Содержание работы

Во **Введении** обоснована актуальность диссертационной работы, сформулирована цель и аргументирована научная новизна исследований. Рассмотрено в деталях, какие характеристики винта являются определяющими с точки зрения вертолетной промышленности, приведен обзор методик моделирования аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета, показана практическая значимость полученных результатов, представлены выносимые на защиту научные положения.

В **первой главе** подробно описывается многомодельная методика проведения промышленно-ориентированных расчетов по оценке аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета.

В **разделе 1.1** приведено описание области моделирования течения и распространения шума от вертолетных винтов. Эта область условно разделена на зоны трех характерных типов (см. Рис. 1): область внешнего обтекания вертолета как единого тела (область «1»); вращающиеся области, содержащие винты вертолета (области «2») и область дальнего поля (область «3»).

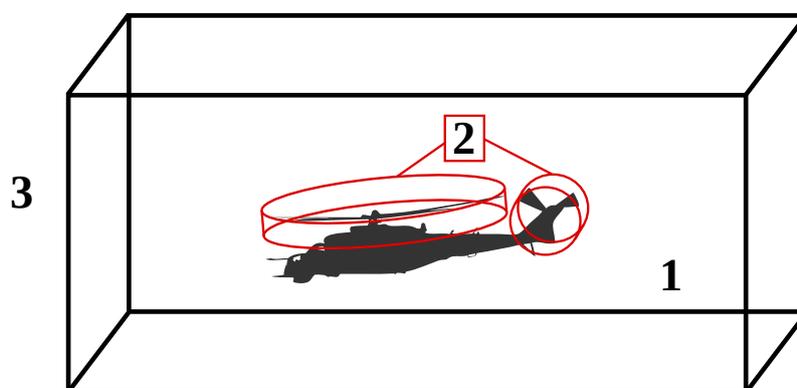


Рис. 1. Характерные области, используемые при моделировании аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета

В **разделе 1.2** рассмотрены модели, применимые для максимально полного описания течения сжимаемого газа в ближнем поле области «1» на основе

системы уравнений Навье – Стокса в неподвижной системе координат. В число таких моделей входят уравнения Эйлера для сжимаемого газа, уравнения Навье – Стокса для сжимаемого газа, осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса для сжимаемого газа (RANS - Reynolds Averaged Navier-Stocks) с различными замыкающими моделями турбулентности, а также гибридные RANS-LES (LES - Large Eddy Simulation) модели.

В качестве замыкания уравнений RANS используется модель турбулентности Спаларта – Аллмараса (SA - Spalart-Allmaras), а в качестве гибридных моделей – модели семейства DES (DES - Detached Eddy Simulation).

Также в этом разделе описаны граничные условия, необходимые для постановки вычислительного эксперимента на базе выбранных моделей. Рассмотрены граничные условия на основе расщепленных по направлению характеристик скоростей потоков для свободных границ расчетной области и граничные условия на твердых поверхностях — условия непротекания (для уравнений без учета вязкости) и условия прилипания (для уравнений с учетом вязкости).

В **разделе 1.3** показано, как рассмотренные в разделе 1.2 модели и граничные условия модифицируются для их применения в неинерциальной системе координат во вращающихся областях «**2**». Показано, что во вращающейся с постоянной угловой скоростью системе координат уравнения Навье – Стокса, записанные в виде законов сохранения относительно вектора абсолютной скорости \mathbf{u} , принимают вид:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div} \rho (\mathbf{u} - \mathbf{V}) &= 0 \\ \frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \operatorname{Div} \rho (\mathbf{u} - \mathbf{V}) \otimes \mathbf{u} + \nabla p &= \operatorname{Div} \mathbf{S} - \rho (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{u}) \\ \frac{\partial E}{\partial t} + \operatorname{div} (\mathbf{u} - \mathbf{V}) E + \operatorname{div} \mathbf{u} p &= \operatorname{div} \mathbf{q} + \operatorname{div} \mathbf{S} \mathbf{u}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\mathbf{V} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}$ — вектор линейной скорости вращения, определяемый вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$. В работе показано, что вид тензора вязких напряжений \mathbf{S} не меняется при переходе в неинерциальную вращающуюся систему координат. Подробные выкладки вывода системы уравнений (1) приведены в **Приложениях А, Б** диссертации.

Рассматриваемые в работе модели и их различные модификации для описания течения во вращающихся областях строятся на основе системы уравнений (1), то есть на основе системы уравнений Навье – Стокса или системы уравне-

ний Эйлера ($\mathbf{S} \equiv 0$, $\mathbf{q} \equiv 0$ в (1)).

Таким образом, в разделах 1.2 и 1.3 рассматривается весь набор моделей и граничных условий для описания течения в областях ближнего поля «1» и «2». Эти модели базируются на основе систем уравнений Навье – Стокса или Эйлера записанных в разных системах координат: инерциальной, связанной с фюзеляжем вертолета и неинерциальной, связанной с вращающимся винтом. Для моделей, предназначенных для расчета турбулентных течений, возможно использование пристеночных функций. Этот подход может применяться, когда разрешение сетки вблизи твердой стенки, оцениваемое по величине безразмерного расстояния до стенки y^+ , недостаточно для корректного разрешения пограничного слоя. В работе такой подход использовался, при этом в качестве пристеночной функции выбирался закон Райхарда.

В разделе 1.4 приводятся возможные решения проблемы сопряжения вращающихся и невращающихся областей. Рассматривается два подхода: методы на основе перекрывающихся областей и скользящих областей. В первом подходе предполагается, что расчетные сетки в обеих областях строятся с перекрытием и в процессе расчета происходит переинтерполяция физических величин с одной сетки на другую. Второй подход предполагает отсутствие пересечения сеток вращающейся и невращающихся областей, при этом в процессе расчета в области интерфейса между двумя областями динамически достраиваются элементы.

Отмечается, что при численной реализации обоих подходов ключевыми проблемами является обеспечение локальной консервативности (т.е. консервативности для сеточных контрольных объемов) и сохранение точности того или иного численного алгоритма в приграничных областях. Пути решения указанных проблем при использовании скользящих сеток рассмотрены, например, в работе [3] при построении численного алгоритма на основе объемно-центрированных схем, использующих квазиодномерную реконструкцию переменных.

Еще одной проблемой, также рассмотренной в разделе 1.4, и связанной с областями определения задач, является постановка осесимметричной задачи для режима осевого обтекания. Так, если геометрия исследуемой конфигурации обладает симметрией по азимутальному углу, возможно моделирование не полной конфигурации винта, а лишь его сектора с одной лопастью. В этом случае необходима постановка периодических граничных условий на азимутальных границах сектора, которые в работе задаются в виде топологического замыкания азимутальных поверхностей моделируемого сектора.

В разделе 1.5 описываются методы расчета интегральных аэродинамических характеристик винта таких, как силы тяги, крутящего момента и их коэффициентов. Для вычисления этих характеристик необходимо знать распределение физических величин на поверхностях лопастей и вблизи них.

Разделы 1.6, 1.7 посвящены методике моделирования шума в дальнем поле (в области «3», Рис. 1), основанной в работе на решении интегрального уравнения Фокса Уилльямса – Хокинга в формулировке «1А» Фарассата. При этом особенностью предложенной методики является параметризация контрольной поверхности не во вращающейся системе координат, связанной с винтом, а в инерциальной системе, связанной с фюзеляжем. Данный подход позволяет избежать связанную с переходом через звуковую точку особенность в интегральной формуле Фарассата и упрощает параметризацию контрольной поверхности, являющейся поверхностью вращения [4].

В разделе 1.8 все рассмотренные в первой главе модели сведены в итоговую карту (см. таблицу 1). Карта моделей позволяет при проведении промышленно-ориентированных расчетов для оценки характеристик винта вертолета оптимальным образом выбирать модели для описания течения и формулировать постановку численной задачи для различных режимов работы винта и целей прикладного исследования.

Режим	Характеристики	«сектор»	EE	RANS	DES
Висение, вертикальный набор высоты, медленное снижение ¹	Тяга	+	+	+	+
	Крутящий момент	+	–	+	+
	Тональный шум	+	+	+	+
	Широкополосный шум ²	+	–	–	+
Снижение	Тяга	+	+	+	+
	Крутящий момент	+	–	+	+
	Тональный шум	+	+	+	+
	Широкополосный шум	±	–	–	+
Крейсерский полет	Тяга	–	+	+	+
	Крутящий момент	–	–	+	+
	Тональный шум	–	+	+	+
	Широкополосный шум	–	–	–	+

Таблица 1. Карта моделей

¹ «Медленным снижением» здесь называется такой режим вертикального снижения, при котором взаимодействие вихревых структур с последующими лопастями минимально

² Широкополосный шум здесь включает пульсации всего спектра частот, т.е. включает и тональный шум

Следует отметить, что для всех эксплуатационных режимов наиболее точные результаты дадут DES-модели при условии их корректного применения и, в частности, использования достаточно подробных расчетных сеток. Представленная же карта моделей показывает случаи, в которых приемлемые с инженерной точки зрения результаты могут дать менее затратные с вычислительной точки зрения подходы.

Результаты первой главы опубликованы в работах [2–4; 6].

Вторая глава посвящена описанию численных методов, реализующих расчеты по выбранным моделям.

Раздел 2.1 носит методический характер. В нем описан «экономный» численный метод повышенной точности для гибридных неструктурированных сеток при определении переменных в сеточных узлах. Этот численный метод, а именно схема EBR (EBR - Edge-Based Reconstruction) лежит в основе используемого в работе вычислительного алгоритма. Повышенная точность EBR схемы обеспечивается за счет квазиодномерной реконструкции при аппроксимации конвективной части системы уравнений Навье – Стокса противопотоковыми схемами годуновского типа на расширенном реберно-ориентированном шаблоне. Применение неструктурированных сеток значительно упрощает процедуру построения сеточных моделей, гибко адаптирующихся к сложной геометрии.

Моделирование вращающихся лопастей винта характеризуется наличием в расчетной области зон с существенно разными скоростями течения, так как скорость движения точек поверхности лопасти при фиксированной угловой скорости вращения винта линейно растет удалением от оси вращения винта. Это обстоятельство должно учитываться при разработке численного метода, который должен быть эффективным при моделировании течений в широком диапазоне скоростей. При использовании противопотоковых схем для моделирования обтекания тел малоскоростным потоком возникает проблема, связанная с неограниченным ростом числа обусловленности матрицы Якоби конвективного потока. В **разделе 2.2** второй главы приведено описание метода, локально корректирующего данную матрицу исключительно при низких значениях числа Маха (подход на основе коррекции скачка нормальной скорости) и не изменяющего матрицу Якоби в областях со средними и высокими значениями числа Маха [5].

Как было указано в разделе 1.6 первой главы, для моделирования распространения возмущений в дальнем поле в работе используется подход на основе интегрального метода Фокса Уилльямса – Хокинга. В **разделе 2.3** подробно

описан сам алгоритм и, в частности, приведено описание процесса построения контрольной поверхности в виде поверхности вращения с осью совпадающей с осью вращения винта и ее дискретизацией в системе координат, связанной с фюзеляжем. Показано, что использование такой поверхности не только позволяет избежать осложнений, связанных со сверхзвуковым переходом скорости движения точек контрольной поверхности, но и существенно упрощает вычисление интеграла в формуле Фокса Уилльямса – Хокинга, так как позволяет использовать при интегрировании параметризацию по азимутальному и меридиональному углам [4]. Также в разделе приведены результаты решения модельных верификационных задач.

Результаты второй главы опубликованы в работах [3–5].

В **третьей главе** описан проблемно-ориентированный программный комплекс (ПОПК) NOISEtte.Rotor [8], в котором были реализованы разработанные численные методы и который применялся для решения задач.

В **разделе 3.1** дается описание и алгоритмическая схема ПОПК NOISEtte.Rotor, построенного на основе вычислительного ядра программного комплекса NOISEtte [11; 12].

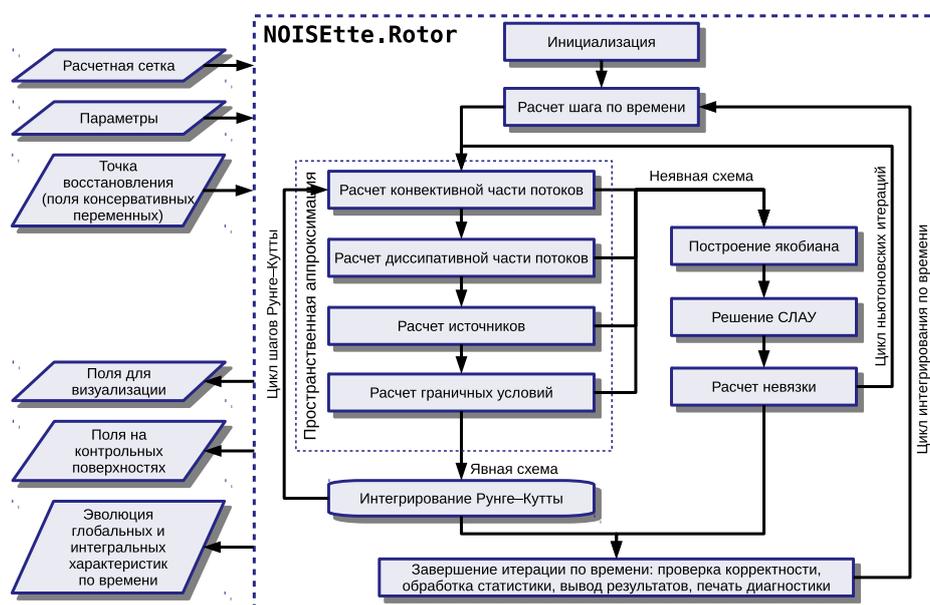


Рис. 2. Структура ядра программного пакета NOISEtte

Ядро пакета имеет структуру, характерную для реализаций конечно-объемной методики решения уравнений газовой динамики (см. Рис. 2). Она состоит из цикла по времени с блоками пространственной и явной или неявной временной аппроксимации, с обвязкой из вспомогательных блоков.

В разделе 3.1 приведены модификации, которым подверглось ядро в процессе разработки ПОПК NOISEtte.Rotor. Самым существенным изменением

была замена исходных моделей на основе системы уравнений Навье – Стокса, записанных в неподвижной системе координат, на соответствующие модели в неинерциальной вращающейся системе координат (1).

Раздел 3.2 посвящен входящим в состав ПОКП NOISEtte.Rotor модулям, связанных с сеточной моделью, общая схема построения которой приведена на Рис. 3.

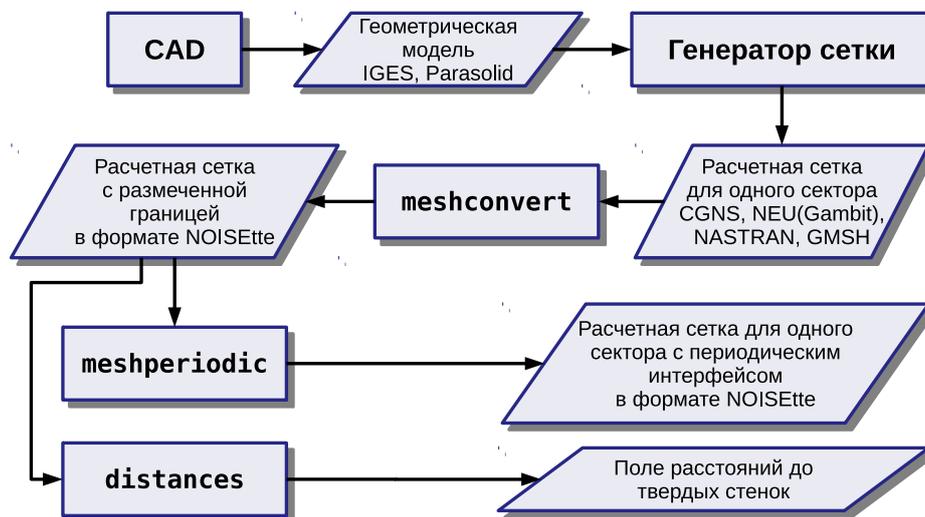


Рис. 3. Схема подготовки расчетной сетки

В разделе приведены схемы и особенности реализации модуля подготовки расчетных сеток `meshconvert` [10], предназначенного для преобразования сеток из сторонних форматов в формат NOISEtte. Описан модуль `meshperiodic`, предназначенный для построения периодического конформного топологического замыкания сетки в случае моделирования осевого обтекания сектора с одной лопастью, как было описано в разделе 1.4. Также приведено описание модуля `distances`, задействованного в случае использования моделей турбулентности для построения поля расстояний от расчетных узлов до ближайшей твердой стенки.

В разделах 3.3, 3.4 описаны входящие в состав ПОКП NOISEtte.Rotor модули, предназначенные для постобработки расчетных данных для получения аэродинамических и акустических характеристик винта. Приведено подробное описание модуля `forces` [9], реализующего метод вычисления интегральных сил действующих на лопасть и винт, приведенный в разделе 1.5, и позволяющего определять размерные и безразмерные интегральные значения силы тяги и крутящего момента лопасти(винта) и их коэффициенты. Далее приводится описание модуля `frunrot`, реализующего алгоритм расчета акустических возмущений в заданных точках дальнего поля на основе модифицированного алгоритма Фокса Уилльямса – Хокинга, сформулированного в разделах 1.7 и 2.3.

Раздел 3.5 посвящен разработанной в ходе работы над ПОКП NOISEtte.Rotor системе автоматического регрессионного тестирования, позволяющей непрерывно отслеживать корректность вносимых в ходе разработки кода изменений в автоматическом режиме [7].

Программные модули, описанные в третьей главе, зарегистрированы в реестре программ для ЭВМ Федеральной службы по интеллектуальной собственности Российской Федерации [8–10].

В **четвертой главе** приводятся результаты вычислительных экспериментов по оценке аэродинамических и акустических характеристик модельных конфигураций винтов вертолета, соответствующих реальным промышленным конфигурациям.

Раздел 4.1 содержит описание постановки и результаты решения задачи моделирования аэродинамических характеристик модельного двухлопастного винта Caradonna-Tung в режиме висения. Винт представляет собой двухлопастной ротор с прямоугольными в плане лопастями на основе профиля NASA-0012 без крутки, с углом установки 8° . Было проведено сравнение результатов численного моделирования с результатами натурного эксперимента для режима с частотой вращения винта 650 об/мин.

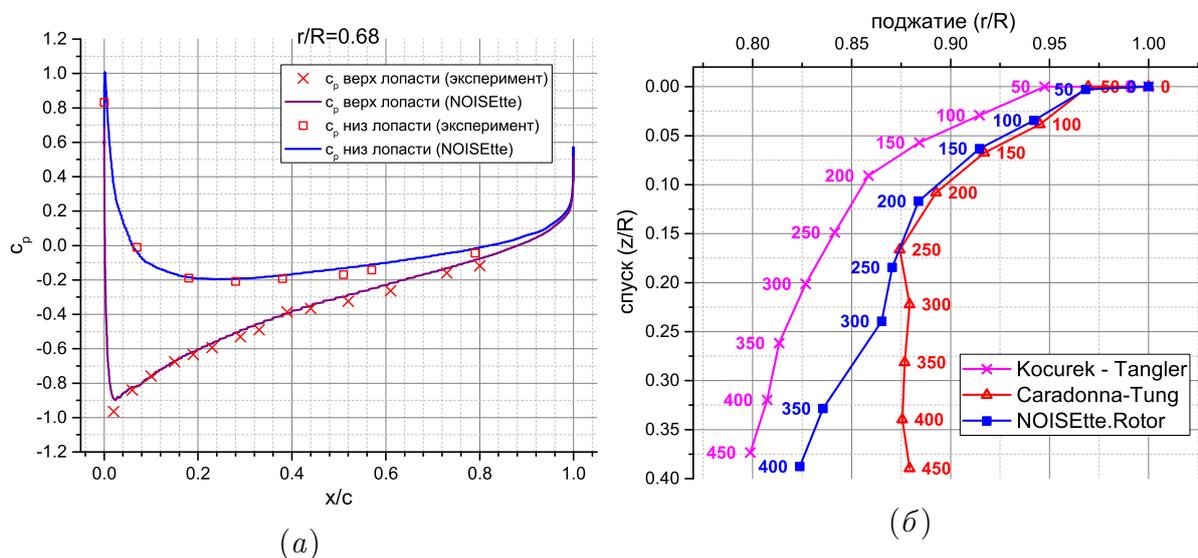


Рис. 4. Распределения коэффициента давления в сечении $r/R = 0.68$ лопасти винта Caradonna-Tung (а) и эволюция положения ядра концевое вихря (б)

Расчет проводился с использованием RANS-подхода с моделью турбулентности на основе уравнения Спаларта – Аллмараса для сектора с одной лопастью и периодическими граничными условиями, что было возможно в силу азимутальной симметрии геометрии для режима осевого обтекания согласно пп. 1.4 диссертации. При этом сетка вблизи лопасти строилась таким образом,

чтобы было возможно применение пристеночных функций и сеточное значение числа Рейнольдса y^+ не превышало значения 10. Значение числа Рейнольдса определенное по хорде лопасти и ее концевой скорости принимало значение $Re = 1.01 \times 10^6$.

Полученное в результате расчета распределение коэффициента давления для характерных сечений лопасти винта показывает хорошее согласование с экспериментальными данными (см. Рис. 4, а). Эволюция положения ядра концевое вихря также хорошо согласуется с экспериментальными данными в области достаточного сеточного разрешения (см. Рис. 4, б)

В разделе 4.2 приводятся постановка и результаты решения задачи об осевом обтекании модельного четырехлопастного винта вертолета, воспроизводящая эксперимент проведенный на базе кафедры аэрогидродинамики Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева (КНИТУ-КАИ). Целью данного вычислительного эксперимента было оценить акустические характеристики модельного винта в ближнем поле.

Параметры винта и моделируемого режима соответствовали параметрам экспериментальной установки: радиус винта составлял 0.8 м, размер хорды прямоугольной в плане лопасти, на базе аэродинамического профиля НАСА0012 составлял 0.065 м, величина общего шага лопастей равнялась 8° , скорость вращения винта – 911 об/мин.

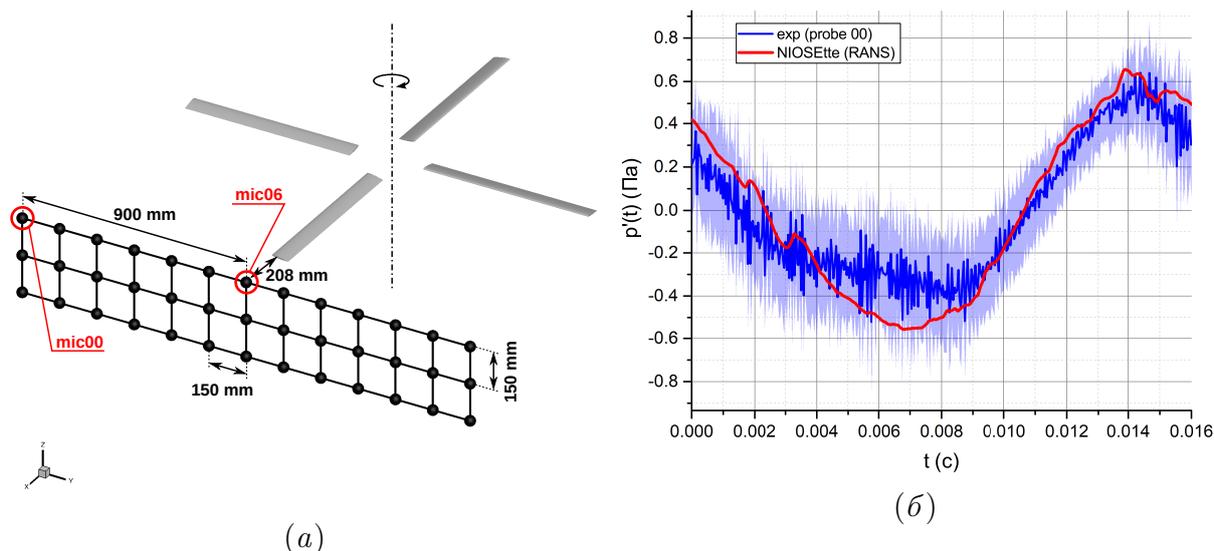


Рис. 5. Схема расположения массива микрофонов вблизи винта (а) и сравнение пульсаций давления в контрольной точке с экспериментальными данными (б) в точке mic00

Расчет проводился с использованием RANS-подхода с моделью турбулентности на основе уравнения Спаларта – Аллмараса для сектора с одной лопа-

стью, с периодическими граничными условиями. На поверхности лопасти ставилось граничное условие прилипания, а толщина пристеночной ячейки была выбрана таким образом, чтобы было возможно применение пристеночных функций.

В эксперименте с помощью массива микрофонов проводились измерения пульсаций давления вблизи винта (см. Рис. 5, *а*). На Рис. 5, *б* приведено сравнение пульсаций давления полученных в эксперименте с результатами численного эксперимента. Видно, что результат расчета хорошо согласуется с измерениями проведенными в эксперименте (голубым цветом на графике показана дисперсия сигнала измеренного в эксперименте).

В **разделе 4.3** приводятся постановка и результаты решения промышленно-ориентированной задачи о моделировании обтекания конфигурации типа «винт в кольце».

Геометрия модулируемой конструкции воспроизводила конфигурацию экспериментальной установки КБ «Камов» и представляла собой четырехлопастной рулевой винт вертолета в кольце торроидальной формы (см. Рис. 6, *а*). Параметры винта и кольца соответствовали параметрам экспериментальной установки: радиус винта составлял 0.6 м, форма лопасти была построена на основе профиля ЦАГИ СВ-11 с хордой равной 0.13 м с линейной круткой, внутренний радиус канала составлял 0.605 м, внешний – 1.25 м. Была проведена серия численных экспериментов, в которых варьировался общий шаг лопастей от 10° до 40° .

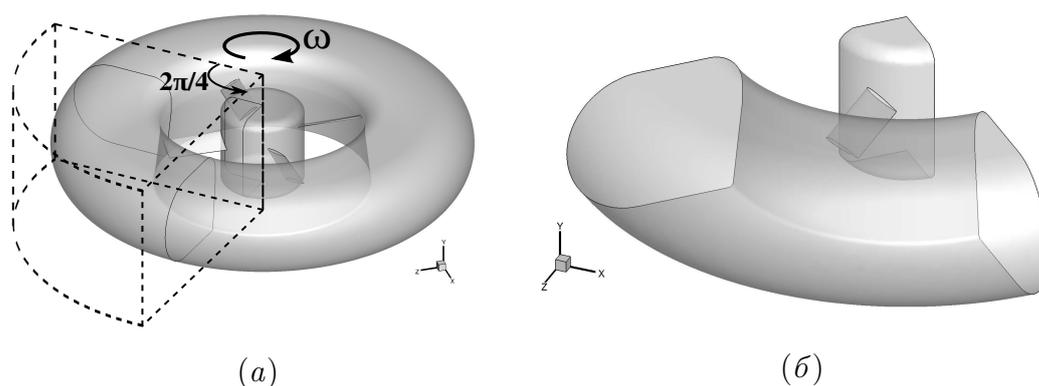


Рис. 6. Конфигурация «винт в кольце»: полная компоновка (*а*) и моделируемый сектор с одной лопастью (*б*)

Аналогично предыдущим задачам в вычислительном эксперименте моделировался сектор, с одной лопастью винта и сегментом кольца (см. Рис. 6, *б*).

На Рис. 7 приведено сравнение аэродинамических характеристик винта полученных в численном эксперименте с данными натурального эксперимента: гра-

фики зависимости размерного крутящего момента винта (Рис. 7, а) от угла установки лопасти и график зависимости коэффициента тяги от коэффициента крутящего момента винта (поляры винта) (Рис. 7, б). По результатам, приведенным в разделе 4.3, можно утверждать о хорошем согласовании с экспериментальными данными как по величине тяги и крутящего момента, так и по их коэффициентам.

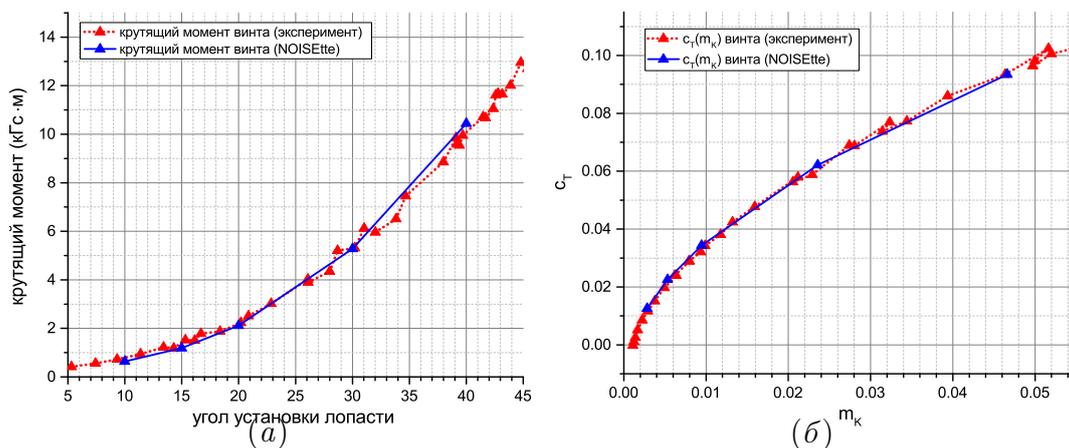


Рис. 7. Аэродинамические характеристики «винта в кольце» полученные в результате расчетов: крутящий момент (а) и поляра (б) винта

Также в разделе 4.3 приведены результаты моделирования акустического поля в дальней зоне. На Рис. 8 представлены оценки акустических характеристик для исследуемой конфигурации винта. Для трех различных контрольных поверхностей (см. Рис. 8, а) с использованием методики FWH были построены диаграммы направленности общего уровня звукового давления на расстоянии 150 метров от центра винта. Видно (см. Рис. 8, б, Рис. 8, в), что с ростом угла установки лопасти растет и уровень звукового давления, причем его максимум находится на азимуте 75° .

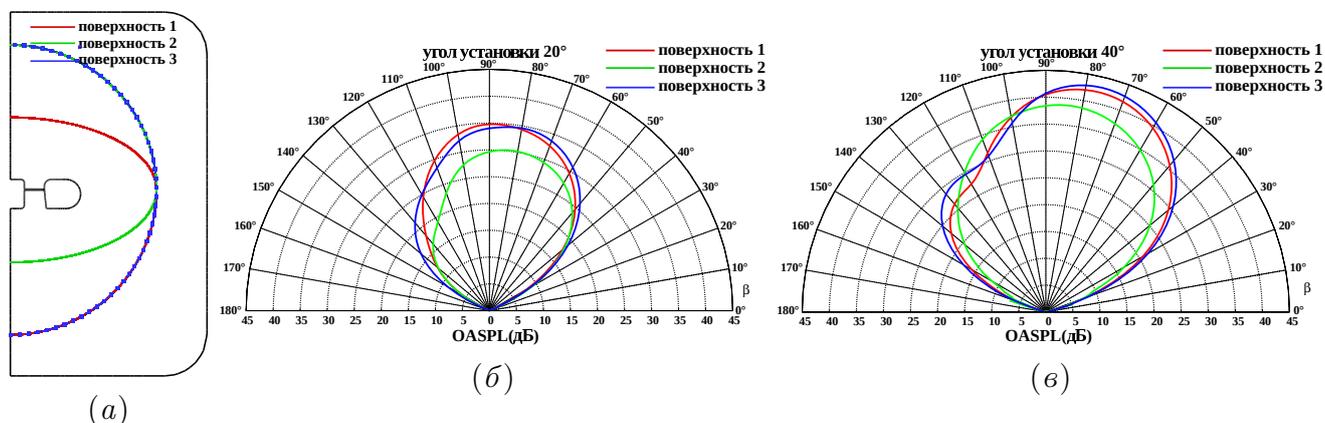


Рис. 8. Моделирование акустических характеристик «винта в кольце»: вид контрольных поверхностей (а) и диаграммы направленности уровня звукового давления для угла установки лопасти 20° (б) и 40° (в)

В разделе **разделе 4.4** четвертой главы приведены результаты численно-

го моделирования аэродинамических и акустических характеристик четырехлопастного модельного несущего винта КБ «Камов» сложной конфигурации, приближенной к конфигурациям винтов современных высокоскоростных вертолетов.

Лопасть винта имеет сложную форму на основе 5 различных аэродинамических профилей с кусочно-линейной круткой, со стреловидной законцовкой также с круткой. Радиус винта составлял 1.952 м, хорда лопасти 0.18 м, угол установки лопасти 8° , а частота вращения винта – 584.5 об/мин.

Для численного моделирования турбулентного течения около данной конфигурации винта использовались модели на основе RANS- и DES-подходов. При этом DES-расчет производился для полной конфигурации с четырьмя лопастями; расчетная сетка содержала 391.5М объемных элементов и 75М узлов.

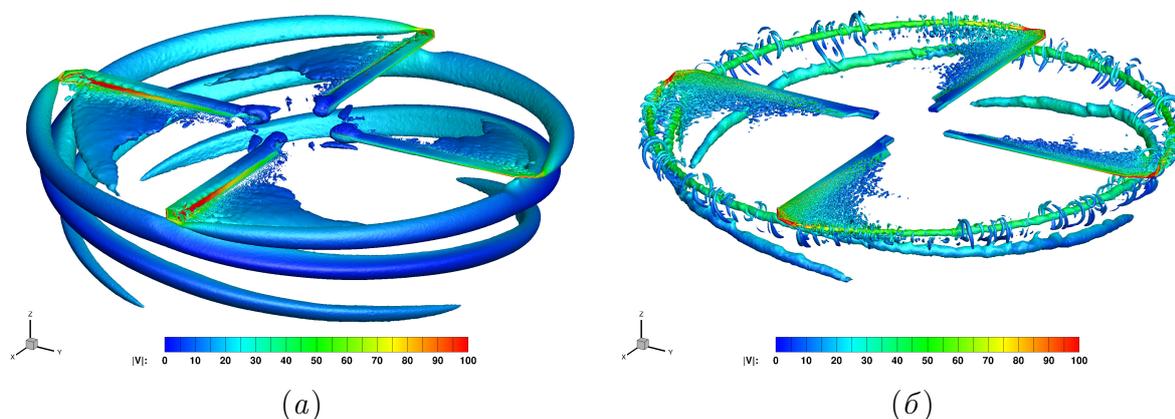


Рис. 9. Картина вихревых структур (изоповерхности Q-критерия) для RANS (а) и DES (б) расчетов

На Рис. 9 приведено сравнение вихревых структур для RANS- и DES-расчетов (левый и правый рисунки соответственно). Видно, что при использовании RANS-подхода выделяется только характерный мощный спиралеобразный концевой вихрь срывающийся с края лопасти, в то время как в результате DES-расчета в течении отчетливо видны турбулентные структуры разного масштаба: вихревая пелена, сходящая с поверхности лопасти, и мощные концевые вихри, взаимодействующие с ними.

Моделирование акустического поля в дальней зоне (см. Рис. 10, а, Рис. 10, б) показало слабое влияние выбора контрольной поверхности вблизи винта, а также заниженные значения общего уровня звукового давления в случае размещения контрольной поверхности в зоне низкого разрешения расчетной сетки.

Детализация DES-расчета позволила локализовать распределенные в ближнем поле акустические источники: на сечении поля производной давления

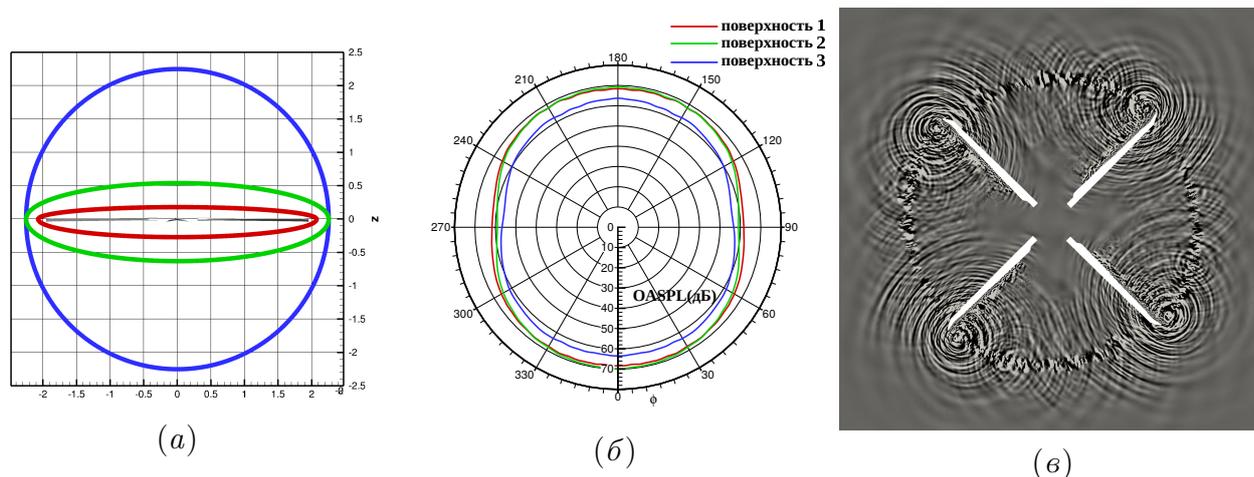


Рис. 10. Моделирование акустических характеристик модельного несущего винта: вид контрольных поверхностей (а), диаграммы направленности уровня звукового давления в дальнем поле (б) и поле производной давления по времени в плоскости вращения винта (в)

по времени в плоскости вращения винта (см. Рис. 10, в) они явно видны в местах схода концевых вихрей с законцовок лопастей.

Расчеты выполненные в работе были произведены на суперкомпьютерах К-100 и К-60 ИПМ им. В.М. Келдыша РАН и с использованием оборудования центра коллективного пользования «Комплекс моделирования и обработки данных исследовательских установок мега-класса» НИЦ «Курчатовский институт», <http://скр.nrcki.ru>.

Результаты четвертой главы опубликованы в работах [1; 2].

В **Заключении** приведены основные результаты диссертационной работы.

Основные публикации по теме диссертации

1. Численное моделирование аэродинамических и акустических характеристик винта в кольце / И. В. Абалакин, П. А. Бахвалов, В. Г. Бобков, Т. К. Козубская, В. А. Аникин // Матем. моделирование. — 2015. — Т. 27, № 10. — С. 125—144.
2. Численное исследование аэродинамических и акустических свойств винта в кольце / И. В. Абалакин, В. А. Аникин, П. А. Бахвалов, В. Г. Бобков, Т. К. Козубская // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. — 2016. — № 3. — С. 130—145.
3. *Бахвалов П. А., Бобков В. Г., Козубская Т. К.* Применение схем с квазиодномерной реконструкцией переменных для расчётов на неструктурирован-

ных скользящих сетках // Матем. моделирование. — 2016. — Т. 28, № 8. — С. 13—32.

4. *Бахвалов П. А., Бобков В. Г., Козубская Т. К.* Технология расчёта акустических пульсаций в дальнем поле при расчёте во вращающейся системе координат // Матем. моделирование. — 2017. — Т. 29, № 7. — С. 94—108.
5. *Абалакин И. В., Бобков В. Г., Козубская Т. К.* Разработка метода расчёта течений с малыми числами Маха на неструктурированных сетках в программном комплексе NOISEtte // Матем. моделирование. — 2017. — Т. 29, № 4. — С. 101—112.
6. *Абалакин И. В., Бобков В. Г., Козубская Т. К.* Многомодельный подход к оценке аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета с помощью вычислительного эксперимента // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. — 2018. — № 47. — DOI: 10.20948/prepr-2018-47.
7. *Бобков В. Г.* Разработка и автоматическое регрессионное тестирование программного комплекса NOISEtte // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. — 2018. — № 32. — DOI: 10.20948/prepr-2018-32.
8. Проблемно-ориентированный программный комплекс NOISEtte.Rotor для расчета аэродинамических и акустических характеристик винта // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2015661493 (дата регистрации 29.10.2015 г.) / И. В. Абалакин, П. А. Бахвалов, В. Г. Бобков, А. Горобец, А. Дубень, Т. К. Козубская. — 2015.
9. *Абалакин И. В., Бобков В. Г.* Программа NOISEtte.forces для расчета аэродинамических сил, действующих на обтекаемое тело // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2016662466 (дата регистрации 11.11.2016 г.) — 2016.
10. *Бобков В. Г.* Программа NOISEtte.meshconvert для преобразования неструктурированных сеток из сторонних форматов в формат NOISEtte // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2016662249 (дата регистрации 03.11.2016 г.) — 2016.

Бобков Владимир Георгиевич

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук на тему:
Численное моделирование
обтекания винта вертолета
и определение аэроакустических характеристик

Подписано в печать 23.07.2018. Формат 60 × 84 /16. Усл. печ. л. 1,6. Тираж 80 экз. Заказ А-9.

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 125047, Москва, Миусская пл., 4